

文章编号: 1000-8055(2009)06-1299-06

粉末冶金盘损伤容限的边界元分析

魏大盛, 王延荣, 陆利蓬

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用边界元法建立了裂纹扩展分析模型, 对 FGH95 粉末高温合金标准紧凑拉伸(CT)试样的裂纹扩展试验结果进行了数值模拟, 计算结果与试验吻合很好, 表明分析方法的准确性及可行性. 在对粉末高温合金缺陷数据分析的基础上, 建立了粉末盘损伤容限边界元分析模型, 对其裂纹扩展寿命进行了评估. 研究表明: 边界元法在损伤容限分析中的实现便捷可行, 可应用于复杂构件裂纹扩展特性的工程分析, 与传统预测方法相比, 能够给出更为合理的寿命结果.

关 键 词: 粉末高温合金; 损伤容限; 裂纹扩展; 边界元法

中图分类号: V231.95; V232.3

文献标识码: A

Boundary element analysis of damage tolerance of powder metallurgy turbine disk

WEI Da sheng, WANG Yan rong, LU Li peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An analysis model of crack growth was established by means of boundary element method (BEM), which was used to simulate the crack growth behavior of a powder metallurgy (PM) superalloy, FGH95. The calculation results show that, the predicted life of crack propagation is in good agreement with the experimental data, and the model is veracious and feasible. Then the model was developed to analyze the damage tolerance characteristic of PM turbine disk containing defects, and the predicted crack propagation life was also given. It indicates that the BEM could be used to estimate the crack growth characteristic of complicated component effectively in engineering analyses, and also give a more reasonable value as compared with conventional life prediction method.

Key words: powder metallurgy superalloy; damage tolerance; crack growth; boundary element method

航空发动机盘类零件, 尤其是涡轮盘等热端结构件的工作条件十分严酷, 其结构设计必须满足若干准则, 以保证耐久性和可靠性要求. 设计时要求轮盘具有足够的低循环疲劳寿命, 存在初始裂纹及内部缺陷后应有足够的裂纹扩展寿命^[1]. 粉末高温合金是新一代的涡轮盘材料, 其组织均

匀、强度较高, 在先进航空发动机中得到了广泛应用, 但粉末冶金涡轮盘在生产制造过程中极易产生夹杂、气孔等缺陷, 且在目前的工艺条件下尚无法完全消除. 适应损伤容限设计的第二代粉末高温合金开始投入使用, 因此损伤容限定寿将有很大的发展空间.

收稿日期: 2008-03-04; 修订日期: 2009-04-18

基金项目: 凡舟青年科研基金(20080403)

作者简介: 魏大盛(1978-), 男, 黑龙江宁安人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度、振动方面的研究.

损伤容限定寿方法是 80 年代以来在断裂力学、概率断裂力学的基础上发展起来的,安全可靠、经济性好是其显著优点. 损伤容限分析的基础是应力强度因子及裂纹扩展寿命的准确预估, 有限元法依然是处理此类问题的主要方法. 然而有限元法对动态裂纹扩展的模拟还存在一些不足, 例如裂纹尖端的网格重划分、扩展路径的搜索、较大的计算量等. 边界元法在动态裂纹扩展问题的处理上则具有明显优势, 国内在土木工程力学领域有一定的应用, 但在航空发动机上的应用还不多见. 航空发动机结构与土木工程结构相比, 无论在材料性能还是在结构承载形式上都呈现出很大不同, 本文将重点探讨边界元法进行轮盘损伤容限分析的可行性及准确性.

1 边界元法

边界元法的研究始于 20 世纪 50–60 年代, 是在经典边界积分方程的基础上, 吸收了有限元的离散技术发展起来的. 其主要优点是: 将问题的维数降低一阶, 求解自由度大大降低; 计算域内物理量, 只需在指定点上, 提高了效率; 适于应力集中、无限域问题的求解, 处理裂纹扩展问题具有较大的优势^[23]. 本文进行粉末盘损伤容限分析时选用了边界元程序 BEASY, 其在边界元应用领域目前居于主导地位. 为计算裂纹体的应力强度因子, 可以采用 J 积分法, 即

$$J = \int_{\Gamma} W dy - T \frac{\partial u}{\partial x} ds \tag{1}$$

式中, W 为应变能密度, 由 $1/2 \sigma_{ij} \varepsilon_{ij}$ 给出, σ_{ij} , ε_{ij} 分别为应力张量和应变张量; Γ 为积分路径, 是环绕裂纹尖端的任意曲线; T 为作用于微弧段 ds 上的应力向量, 由 $\sigma_{ij} n_i$ 给出, n_i 为微弧段 ds 的外法线方向; u 为微弧段 ds 处的位移向量. 需要说明的是, 为考虑体积力对应力强度因子的影响, J 积分经过修正后, 在 W 中引入了动能密度. 对于张开型、滑移型及撕开型几种裂纹形式, 可将裂纹尖端位移及应力写为对称形式及反对称形式的叠加, 分别计算 J_I, J_{II}, J_{III} , 进而求出 K_I, K_{II}, K_{III} .

裂纹扩展方向的判断可采用最大主应力方向准则及最小应变能密度准则; 等效应力强度因子, 可采用如下计算公式

$$K_{eff} = K_I \tag{2}$$

$$K_{eff} = \sqrt{(K_I + |K_{III}|)^2 + 2 \cdot K_{II}^2} \tag{3}$$

以上两式中, 式(2)适于 I 型主导的裂纹形式; 式(3)针对复合裂纹情况.

2 试验数据

开展粉末冶金涡轮盘损伤容限分析必须具备如下的基础数据: ①缺陷的特征数据, 形状、尺寸、位置等; ②裂纹扩展数据尤其是小裂纹扩展数据, 这是由粉末合金中缺陷的主要尺度 (50~150 μm) 决定的. 但国内粉末合金在这两方面的试验研究还不多见, 数据较为缺乏.

文献[4-5]研究了粉末高温合金 FGH95 中夹杂物的特性及其对低循环疲劳性能的影响: 夹杂物以脆性陶瓷夹杂为主, 大多呈扁平状; 轴向取样方向上夹杂物的尺寸最大, 径向取样方向上成片层状; 表面缺陷对材料疲劳性能的影响最为显著; 缺陷尺寸范围在 50~150 μm 之间.

文献[6-7]对 Inconel 718, PM Rene95, PM IN100 等几种材料在不同试验条件下进行了小裂纹扩展规律研究, 发现室温及 758 MPa 试验条件下的 Rene95, 427 °C 及 621 MPa 试验条件下的 Inconel 718, 649 °C 及 758 MPa 试验条件下的 PM IN100 都体现出了与线弹性断裂力学相一致的小裂纹扩展规律, 文献[8]对粉末合金 Astroloy 的短裂纹研究中也发现其扩展规律与长裂纹相近, 并指出这可能是粉末镍基高温合金的一个特性. 鉴于此, 本文将长裂纹扩展规律拓展至小裂纹阶段并加以应用, 并合作开展了 FGH95 粉末高温合金长裂纹扩展试验^[9], 标准紧凑拉伸试样形式如图 1 所示, 试样厚度、切口长度均为 10 mm. 选取 4 个试样, 试验条件见表 1.

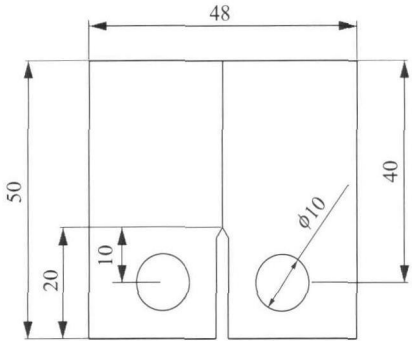


图 1 标准紧凑拉伸试样 (单位: mm)

Fig. 1 Compact tensile specimen (Unit: mm)

图 2 为裂纹扩展速率 da/dN 与应力强度因子范围 ΔK 的关系曲线, 其在对数坐标系下基本成线性关系, 裂纹扩展规律符合 Paris 公式

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \tag{4}$$

式中 C, m 为材料常数, 通过拟合试验数据得到,

见表 2.

表 1 疲劳裂纹扩展试验
Table 1 Tests of crack propagation

编号	温度/℃	应力比	最大载荷/kN	试验频率/Hz
1	430	0.1	8	4
2	430	0.1	8	4
3	600	0.1	6.5	4
4	600	0.1	6.5	4

同有限元有所不同, BEASY 程序在进行裂纹扩展分析中会遇到网格重划分, 因此采用软弹簧来消除刚体位移; 力边界条件为试验拉力.

4) 裂纹体定义: 裂纹形状、位置、初始长度、载荷形式及裂纹扩展数据(Paris 公式常数).

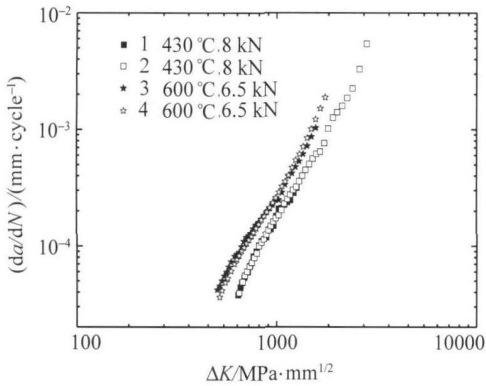


图 2 FGH95 粉末高温合金 $\Delta K \sim da/dN$ 曲线
Fig. 2 $\Delta K \sim da/dN$ curves of alloy FGH95

表 2 Paris 公式常数
Table 2 Parameters in Paris formula

试验温度/℃	$C/10^{-13}$	m
430	1.4971	3.0181
600	8.0544	2.8480

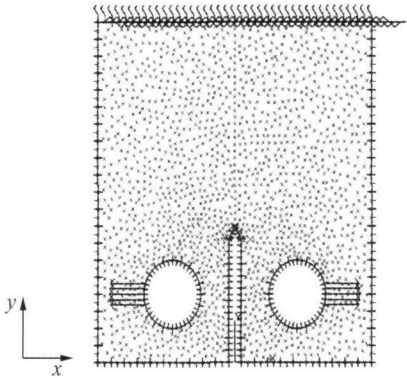
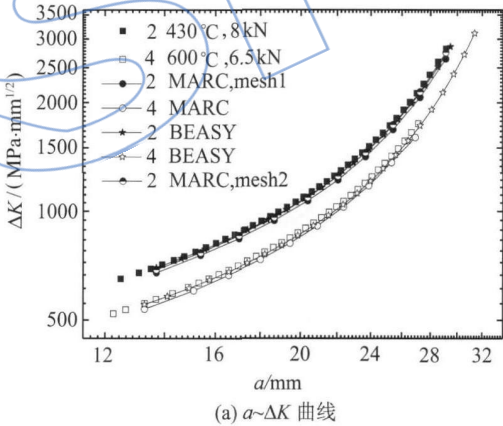


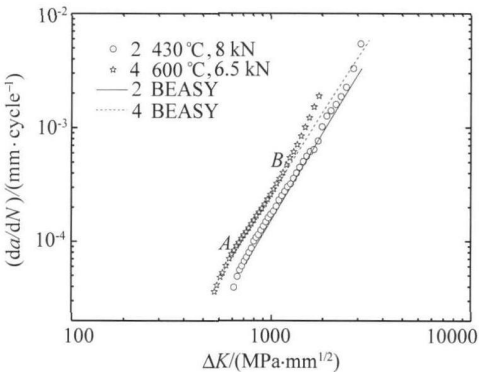
图 3 标准紧凑拉伸试样的边界元模型

Fig. 3 Boundary element model of compact tensile sample

图 4 中给出了试验数据、有限元计算结果及边界元计算结果的对比, 可以看出:



(a) $a \sim \Delta K$ 曲线



(b) $\Delta K \sim da/dN$ 曲线

图 4 试验曲线的数值模拟结果

Fig. 4 Numerical simulation of test curves

对于 $a \sim \Delta K$ 曲线边界元法的求解精度高于有限元, 在所有计算点当中, 边界元计算最大误差

3 粉末盘损伤容限的边界元分析

3.1 裂纹扩展试验的数值模拟

开展涡轮盘裂纹扩展特性分析之前, 应对边界元程序的计算精度进行考核, 采用 FGH95 标准紧凑拉伸试样的裂纹扩展数据进行数值模拟, 针对 2 号和 4 号试样. 模拟采用二维平面模型, 进行边界元分析时包括以下几个主要步骤:

1) 边界元模型建立: 在边界上进行网格划分, 对于需要关注的内部区域, 可通过设置内点进行考查, 计算时采用较高精度的二次单元. 标准紧凑拉伸试样的边界元模型如图 3 所示.

2) 材料数据定义: 裂纹扩展模拟基于线弹性断裂力学, 主要材料参数为弹性模量和泊松比^[10].

3) 边界条件定义: 固定位移边界条件的定义

为 4.0%，有限元则为 6.2%；对试样 2 采用不同密度的网格进行有限元分析，网格细化后计算精度提高至 2.2%。

对于 $\Delta K \sim da/dN$ 曲线采用边界元法进行了模拟，计算选用的是 Paris 公式，因此对裂纹扩展的第二阶段(图中 AB 段)模拟较好，2 号试样模拟结果误差约 5%~7%，4 号试样模拟结果误差略大，部分计算点误差超过了 10%。

3.2 三维应力强度因子的计算模拟

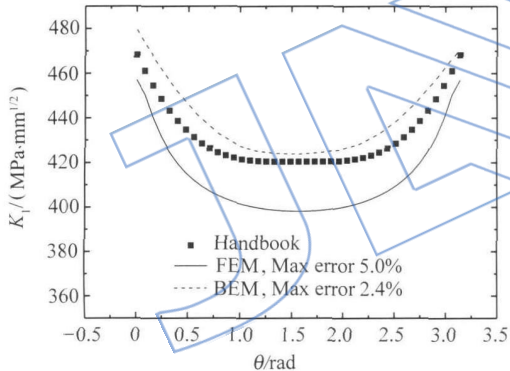
轮盘处于较为复杂的应力状态，裂纹通常为三维形式，在此条件下边界元法是否仍具有较高求解精度，对此也需进行考核。选择两种裂纹形式：半圆形表面裂纹、受均匀拉伸载荷；角裂纹、受均匀拉伸载荷^[11]。裂纹半径为 $a=0.5\text{ mm}$ ，试样长、宽、高分别为 $w=2.5\text{ mm}$ ， $t=1.25\text{ mm}$ ， $h=2.5\text{ mm}$ ；拉伸应力 $\sigma=500\text{ MPa}$ 。

图 5 给出了两种裂纹应力强度因子的计算值，以手册^[11]作为参照，有限元法的计算误差在 8% 以内，边界元法的计算误差在 5% 以内。可以看出边界元法在应力强度因子求解方面的优

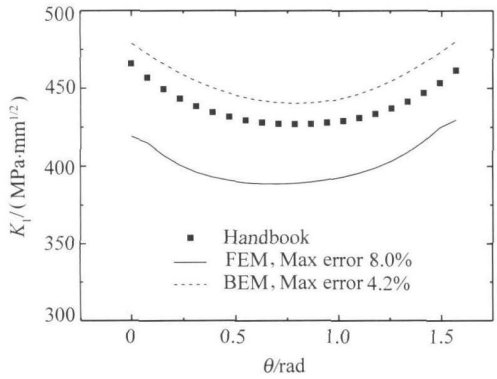
势：①边界元法的计算精度更高；②边界元法的计算结果较为保守，适于工程应用；③边界元法建立模型只需要较为稀疏的初始网格，程序在求解应力强度因子时将根据需要在裂纹区自动重新划分网格，以满足计算精度。有限元法则要求在裂纹尖端具有十分精细的网格，这对于三维裂纹的网格划分而言，工作量极大。

3.3 粉末盘损伤容限分析

在标准紧凑拉伸试样及三维裂纹的模拟计算基础上，针对某粉末冶金涡轮盘建立了边界元模型，如图 6 所示。由轮盘上切取一个包含完整榫槽部位的扇区，采用循环对称算法求解，边界元模型共 1366 个单元，计算时选用精度较高的二次单元。轮盘工作转速为 45000 r/min，温度场为 430℃均温场，重点考察盘心。首先进行轮盘应力应变分析，然后开展损伤容限性能分析。



(a) 半圆形表面裂纹



(b) 角裂纹

图 5 三维应力强度因子求解

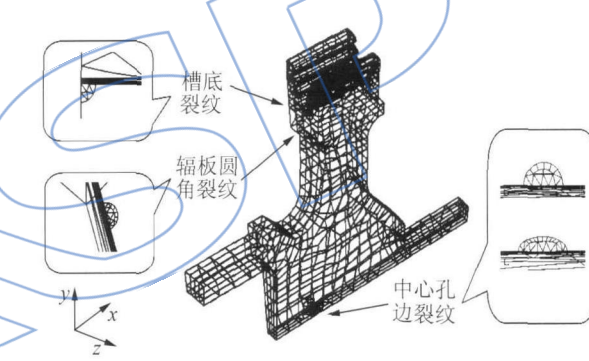


图 6 粉末冶金涡轮盘的边界元模型

Fig. 6 BEM model of powder metallurgy turbine disk

图 7 为轮盘周向应力的边界元计算结果，以有限元结果作为参照，边界元模型的计算误差在 5% 以内，通过此计算可以得到轮盘危险位置。

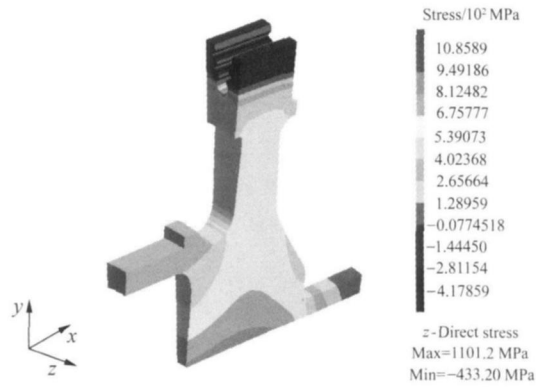


图 7 轮盘周向应力

Fig. 7 Hoop stress of powder metallurgy turbine disk

参考文献[4-5]中粉末盘缺陷的实际特征，将缺陷形式进行了工程简化，取为如下几种裂纹形式：半圆形裂纹，半径 $a=50\text{ }\mu\text{m}$ ；半椭圆形裂

Fig. 5 Three dimensional stress intensity factor

纹, $a=50\mu\text{m}$, $c=25\mu\text{m}$; 半椭圆形裂纹, $a=50\mu\text{m}$, $c=10\mu\text{m}$; 角裂纹, $a=50\mu\text{m}$, $c=50\mu\text{m}$. 同时假定缺陷出现于轮盘的危险位置: 轮盘中心孔周向应力最大处; 轮盘辐板圆角; 轮盘榫槽底部, 见图 6.

图 8 给出了不同形状、不同位置缺陷应力强度因子的计算结果. 可以看出: 位于轮盘中心孔边、形状为半圆形的缺陷形式对轮盘强度的影响最大; 中心孔边的半椭圆形裂纹、榫槽底部的角裂纹也较为危险.

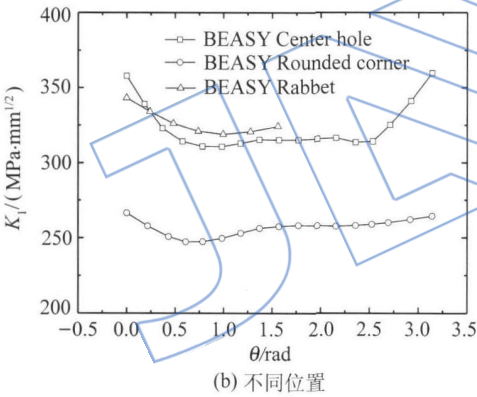
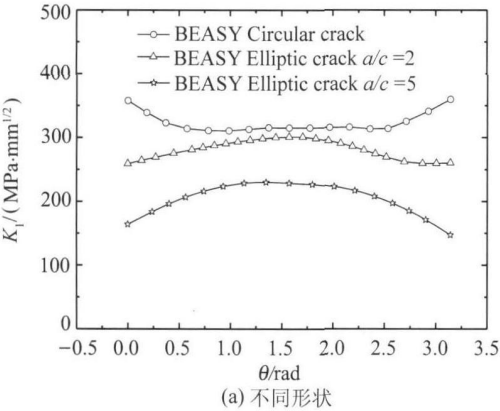


图 8 不同形状、不同位置缺陷的应力强度因子
Fig.8 Stress intensity factors for cracks with different shape and location

根据缺陷处应力强度因子的计算结果, 进行粉末盘裂纹扩展寿命分析, 选取三种相对危险的裂纹形式: 半圆形表面裂纹, 半径 $a=50\mu\text{m}$, 位于中心孔边周向应力最大处, 裂纹面法向与周向应力方向一致; 半椭圆形表面裂纹, 椭圆长轴 $a=50\mu\text{m}$ ($a/c=2$), 位于中心孔边; 角裂纹, 半径 $a=50\mu\text{m}$, 位于轮盘榫槽底部. 裂纹扩展规律选用 Paris 公式; 裂纹扩展方向的判断选用最小应变能密度判据; 计算结束条件为裂纹半径达到工程允许的裂纹长度, 同时也设置了断裂韧度作为计算结束条件, 但由于计算过程中裂纹尖端应力强度因子

并未达到材料的断裂韧度, 因此计算时该参量未起作用; 根据涡轮盘盘心的循环载荷特征, 应力比取为 $R=0$, 此时裂纹闭合效应不明显, 可假设小裂纹扩展规律与长裂纹扩展规律一致^[12].

图 9 为不同初始裂纹形式下轮盘的裂纹扩展寿命; 图 10 则为裂纹扩展速率与应力强度因子的关系曲线, 对数坐标系下为线性关系.

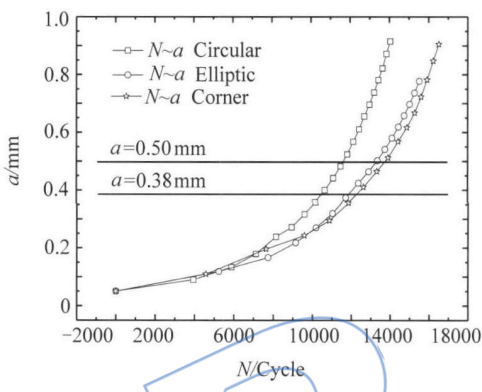


图 9 $a\sim N$ 曲线
Fig.9 $a\sim N$ curves of powder metallurgy disk

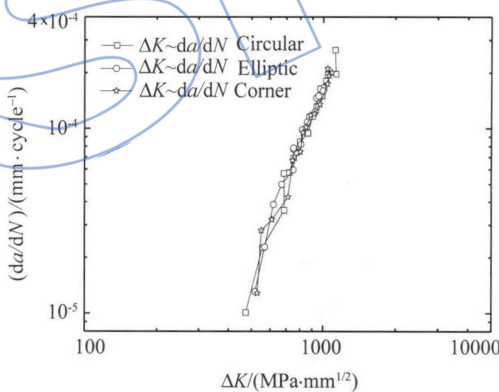


图 10 $da/dN\sim\Delta K$ 曲线
Fig.10 $da/dN\sim\Delta K$ curves of powder metallurgy disk

不同初始裂纹的轮盘裂纹扩展寿命见表 3, 对于中心孔边半圆形表面裂纹, 裂纹扩展寿命为 11600 次循环(采用有限元法计算得出的裂纹扩展寿命为 77300 次循环^[9]); 对于中心孔边半椭圆形表面裂纹, 裂纹扩展寿命为 13300 次循环; 对于槽底角裂纹, 裂纹扩展寿命为 13800 次循环. 表中裂纹扩展寿命 N_{p1} 表示由初始裂纹长度(半径 $50\mu\text{m}$) 扩展到可检裂纹长度; 裂纹扩展寿命 N_{p2} 表示由工程可检的裂纹长度扩展到工程允许的裂纹长度; 总裂纹扩展寿命为此二者之和. 需要说明的是, 工程可检裂纹长度通常取为 0.76mm , 对于椭圆表面浅裂纹则为 0.38mm ; 而工程允许的裂纹长度取为 0.5mm , 该数据取自某发动机粉

末冶金涡轮盘的研究报告,此值应考虑涡轮盘造型、材料特性、实际载荷条件及外场飞行数据等多种因素,最终应通过试验确定.

表 3 不同裂纹形式的轮盘裂纹扩展寿命
Table 3 Propagation life of powder metallurgy turbine disk with different crack shape

裂纹 编号	形状	尺寸/ μm	位置	裂纹扩展 寿命 N_{pi} / 次	裂纹扩展 寿命 N_{pe} / 次
1	半圆	$a=50$	中心孔	10300	1300
2	半椭圆	$a=50$ $a/c=2$	中心孔	11900	1400
3	角裂纹	$a=50$	槽底	12300	1500

4 结 论

采用边界元法开展了粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命评估,并探讨了其分析流程.与有限元法相比,建模便捷、可进行动态模拟是其主要优势.标准紧凑拉伸试样裂纹扩展试验结果的模拟、三维应力强度因子的计算及粉末盘的寿命评估表明了该分析流程的合理性及准确性.

1) 针对某粉末冶金涡轮盘建立了含初始微缺陷的断裂力学边界元计算模型,初步确立了裂纹扩展分析的基本流程.

2) 考查了不同位置、不同形状的缺陷对轮盘性能的影响,在目前所考核的几种缺陷形式下,轮盘中心孔边的半圆形缺陷危害较大.

3) 与传统的裂纹扩展寿命分析方法相比,边界元法能够准确地、动态地描述裂纹扩展过程,同时可给出更为实际的寿命结果,而采用有限元模拟三维条件下的裂纹扩展目前仍有较大难度;由前处理过程来看,边界元法只需在表面划分网格,裂纹的定义实际为二维状态,这些极大降低了建模的工作量;计算结果也表明边界元法精度更高,同时其计算值略高于有限元,这是适合于工程应用的.

本研究着重于裂纹扩展的数值模拟,寿命预测结果、小裂纹应力强度因子的求解精度宜进行试验验证;对具有尖角的缺陷形式、缺陷碎裂后形成距离较近的多缺陷对裂纹扩展的影响,应作为后续研究工作重点.此外,在试验方面应开展缺陷

相关的材料力学性能试验、小裂纹扩展试验,深入研究缺陷存在时粉末冶金结构件的失效机理.

参考文献:

[1] 吕文林. 航空涡轮、涡轮发动机结构设计准则: 第二册- 轮盘[R]. 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997.

[2] 杨德全, 赵忠生. 边界元理论及应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.

[3] 申光宪. 边界元法[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.

[4] 邹金文, 汪武祥. 粉末高温合金中夹杂物特性及其质量控制[J]. 材料科学与工艺, 1999, 7: 7-11.

ZOU Jinwen, WANG Wuxiang. Characteristic and quality control of inclusions of P/M superalloy[J]. Material Science and Technology, 1999, 7: 7-11. (in Chinese)

[5] 国为民, 吴剑涛, 张凤戈, 等. FGH95 镍基高温合金粉末中的夹杂及其对合金疲劳性能的影响[J]. 粉末冶金工业, 2000, 10(3): 23-28.

GUO Weimin, WU Jiantao, ZHAN Fengge, et al. Inclusion in powder of nickel base superalloy FGH95 and the effect on LCF of the superalloy[J]. Powder Metallurgy Industry, 2000, 10(3): 23-28. (in Chinese)

[6] Pelloux R M, Romanoski G R, Feng J. Study of the fatigue behavior of short cracks in nickel base superalloys [R]. A FOSR-TR-86-0224, 1986.

[7] Pelloux R M, Feng J, Romanoski G R. Study of the fatigue behavior of small cracks in nickel base superalloys [R]. A FOSR-TR-88-0457, 1988.

[8] Grison J, Remy L. Fatigue failure probability in a powder metallurgy nickel base superalloy [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997, 57(1): 41-55.

[9] 魏大盛. 基于微缺陷的粉末冶金涡轮盘裂纹扩展特性分析 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.

WEI Dasheng. Analysis of crack propagation of powder metallurgy turbine disk based on defects [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[10] 《中国航空材料手册》编辑委员会编. 粉末冶金材料精密合金与功能材料[M]. 中国航空材料手册第 5 卷, 北京: 中国标准出版社, 2002.

[11] 中国航空研究院. 应力强度因子手册(增订版) [M]. 北京: 科学出版社, 1981.

[12] 丁传富, 刘建中, 吴学仁. TC4 钛合金和 7475 铝合金的长裂纹和小裂纹扩展特性的研究[J]. 航空材料学报, 2005, 25(6): 11-17.

DING Chuanfu, LIU Jianzhong, WU Xueren. An investigation of small crack and long crack propagation behavior in titanium alloy TC4 and aluminum alloy 7475-T7351 [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2005, 25(6): 11-17. (in Chinese)